



中国力学学会

中国科学院高超声速科技中心
Hypersonic Research Center CAS

中国科学院力学研究所



高温气体动力学国家重点实验室

[首页](#) | [大会组委会](#) | [会议剪影](#) | [专题研讨会](#) | [日程安排](#) | [重要日期](#) | [住宿](#) | [交通](#) | [联系我们](#)

文章搜索

SEARCH

点击参会注册

点击提交论文

合作伙伴

主办单位



承办单位

中国科学院力学研究所

中国科学院高超声速科技中心

赞助单位

中国科学院高超声速科技中心

中国科学技术大学

高温气体动力学国家重点实验室

联系我们

地址：北京市北四环西路15号

邮政编码：100190

E-mail: hstc@imech.ac.cn

论文资料

编 号：

提交时间： 2011-11-25

专 题： 高超声速推进

中文标题： 高超声速冲压发动机燃烧模态特性分析

英文标题： The analyses of the aerodynamic performance of the combustion mode within Scramjet

摘要 本文通过简化一维气动模型对高超声速冲压发动机燃烧室的两种典型燃烧模态——超燃模态和亚燃模态——进行了气动热力学分析，得到了它们的基本特性以及相互关系。在工作范围方面，对于亚燃模态而言，存在最大加热比和最小加热比，分别对应激波推到隔离段入口和激波即将吞入下游气动喉道——加热比小于最小值则转为超燃模态，加热比大于最大值则会将激波推入进气道喉道导致起动问题；对于超燃模态而言，则存在最大加热比限制，加热比大于最大值则转为亚燃模态。在不存在几何喉道的条件下，超燃模态的最大加热比与亚燃模态的最小加热比相等，而且两者的相互转换是可逆的。在性能方面，对于亚燃模态而言，总压恢复系数随着加热比的增加而增加，对于超燃模态而言，总压恢复系数随着加热比的增加而减小；对于亚燃和超燃两者而言，总压恢复系数都随着加热区面积的增大而减小。从燃烧室设计方面来看，在不引起进气不起动的条件下，尽可能的减小气动喉道或者加热区面积是有助于提高燃烧室性能的。 **关键词** 超燃冲压发动机，燃烧模态，模态转换

中文摘要：

ABSTRACT Two typical combustion modes within the combustor of the hypersonic ramjet——subsonic combustion mode and supersonic combustion mode——were analyzed thermodynamically through a reduced 1D aerodynamics model, their basic characteristics and the relations between them are deduced. For the subsonic combustion mode, there are two heating ratio limits, the maximum limit and the minimum limit, corresponding for the shock being pushed upward to the isolator incoming boundary and for the shock being pumped backward to the throat downstream. For the former, it will cause the inlet unstart if the heating ratio is greater than the maximum limit, for the other, the combustion mode will transform to the supersonic combustion mode if the heating ratio is less than the minimum limit. For the supersonic combustion mode, there is a maximum limit for heat ratio while it is exceeded the combustion mode will transform to the subsonic mode. In case of throat free, the maximum limit of the heating ratio of the supersonic combustion mode is equal to the minimum limit of the subsonic combustion mode, and also the two combustion modes can transform to each other reversibly. In performance, for the subsonic combustion mode the total pressure recovery will increase while for the supersonic decrease with the increase of the heating ratio. So, for improving performance of the combustor in designing it is reasonable to reduce the area of the aerodynamic throat or the heating zone, excluding causing the inlet unstart. **Key words:** Scramjet, combustion mode, mode transition

英文摘要：

中文作者： 项林，孙强

英文作者：

电子邮件： xianglin_family@yahoo.com

联系地址： 北京市7208信箱17分箱

公司传真： 18201305052